

Еще более универсальной может быть зависимость, в которой содержание горючего компонента замещено соответствующим тепловыделением факела ($Q_\phi = G_{CH_4} \cdot Q_n^p$ или $G_T \cdot (Q_n^p)'$):

$$\ell_\phi = 1150 Q_\phi \frac{\sqrt[4]{(1 + \bar{G}_{\text{бал}})}}{W_n \rho_n}, \text{ мм.} \quad (5)$$

Об эффективности стабилизирующих свойств струйно-стабилизаторного модуля красноречиво говорит рис.1 (б), где срывные значения W_T и $\bar{G}_{\text{бал}}$ даже при наличии сносящего воздушного потока намного превосходят приведенные на рис.1 (а) аналогичные характеристики свободного забалластированного диффузионного факела.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

2. Ефективність та екологічно чисте спалення в теплоенергетичних установках забаластованих газів перемінного складу. / Христин В.О., Хижазі А., Макаєв Р.М., Шелковський Б.І. // Матеріали 5^{ої} міжнародної конференції "Нафта – Газ України – 98". Збірник наукових праць, Полтава. -1998. -т.2. -С.332-333.
3. Хитрин Л.Н.. Физика горения и взрыва. -М.: Изд. МГУ, 1957. -442с.
4. Христин В.А., Любчик Г.Н. Струйно-стабилизаторные газогорелочные устройства и их применение в энергетике и промышленности. // Доклад на XI международном газовом конгрессе. -М. -1970. -19с.
5. Христин В.А. Струйно-стабилизаторный способ смесеобразования и горения как один из методов повышения экономичности и снижения токсичности газотурбинных двигателей. // Проблемы машиностроения. -1983. - Вып.20. -С.63-66.
6. Льюис Б., Элбе С. Горение, пламя и взрывы в газах. -М.: Мир, 1968. -592с.

УДК 621.43.056

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ В СОСТАВЕ ГТД И ГТУ

Лукачев С.В., Цыганов А.М., Ковылов Ю.Л.

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

Камеры сгорания газотурбинных двигателей и установок отличаются большим разнообразием схемного и конструктивного исполнения по сравнению с другими узлами двигателя, например компрессором или турбиной. С одной стороны, это связано со сложностью физико-химических и термогазо-

динамических процессов, протекающих в камере сгорания, многообразием сфер применения газотурбинных двигателей и установок, традициями разработчиков в выборе прототипа камеры сгорания. С другой стороны, такое многообразие объясняется отсутствием до настоящего времени строгой и сравнительно простой для практического использования интегральной математической модели (теории) камеры сгорания ГТД и ГТУ, аналогичной теории лопаточных машин [1].

Газотурбинные двигатели большой размерности используются в гражданской и военной авиации. Малоразмерные ГТД применяются на самолётах малой вместимости и вертолётах, а также в качестве вспомогательных силовых установок. Последние являются источником сжатого воздуха, производят электрическую энергию на борту летательного аппарата, раскручивают основные двигатели во время запуска. Малоразмерные двигатели устанавливаются на беспилотные летательные аппараты, большегрузные автомобили специального назначения, танки, морские суда. В отдельную группу выделяются так называемые микро ГТД, предназначенные для воздушных мишеней, миниатюрных самолётов и летательных аппаратов специального назначения.

До 90% авиапроизводных ГТУ работает в РАО Газпром, перекачивая природный газ. Меньшая их часть вырабатывает электрическую и тепловую энергию в РАО ЕЭС для погашения пиковых нагрузок, либо используется в качестве аварийных энергоузлов. Предполагается также их широкое использование для теплоэлектроснабжения населённых пунктов, удалённых от магистральных сетей.

Большое разнообразие в сферах применения ГТД и ГТУ должно оказывать влияние на организацию рабочего процесса в камере сгорания через выбор приоритетных требований, обеспечивающих эффективность, надёжность и экологичность её работы. Однако и в этих условиях можно представить универсальную, гипотетическую схему камеры сгорания, включающую в себя обязательные элементы, а также сформулировать требования универсального технического задания на её проектирование. Отличия в численных значениях связаны с назначением двигателя или установки, режимом работы, а также со степенью приближения, соответствия или опережения мирового уровня развития техники.

ТРЕБОВАНИЯ ПО ЭФФЕКТИВНОСТИ

1. Расход воздуха через камеру сгорания: $G_s = 0,1...630$ кг/с. Меньшие значения относятся к микроГТД. $G_s = 50...100$ кг/с - характерные значения расхода для больших ГТД и авиапроизводных ГТУ. Современные мощные стационарные ГТУ типа ГТЭ-350 мощностью 160 МВт имеют расход воздуха 630 кг/с. Подробнее расходные характеристики ГТУ в зависимости от степени сжатия воздуха в компрессоре π_k^* для максимального режима представлены на рис.1. Они получены путём обработки статистических данных, приведенных в работе [2]. Условно можно выделить три кривые, связанные с малой, средней и большой пропускной способностью камеры сгорания.

2. Давление воздуха на входе в камеру сгорания: $P_k^* = 0,5...3,5$ МПа. Существует очевидная связь: $P_k^* = \pi_k^* \cdot P_H$, где P_H - атмосферное давление.

3. Температура воздуха на входе в камеру сгорания: $T_k^* < 500...600$ К для малоразмерных двигателей. $T_k^* = 800...900$ К - характерна для современных больших ГТД и мощных ГТУ. Осреднённая статистическая зависимость этой температуры от степени сжатия воздуха в компрессоре (π_k^*) для максимального режима представлена на рис.2. Этой зависимостью можно пользоваться при выполнении приближённых расчётов в случае отсутствия необходимых данных. В ближайшей перспективе возможно повышение температуры воздуха до 1000К за счёт совершенствования конструкции компрессора.

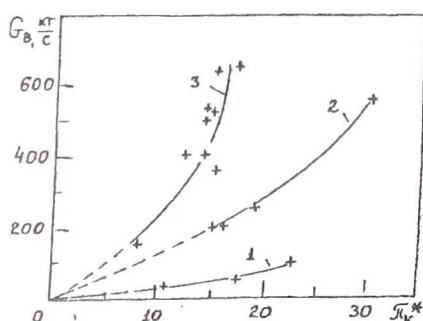


Рис. 1 Расход воздуха через камеры сгорания ГТУ на максимальном режиме:

- 1- авиапроизводные ГТУ $W < 30$ МВт;
- 2- зарубежные ГТУ $W = 70...270$ МВт;
- 3- отечественные и зарубежные $W = 50...150$ МВт

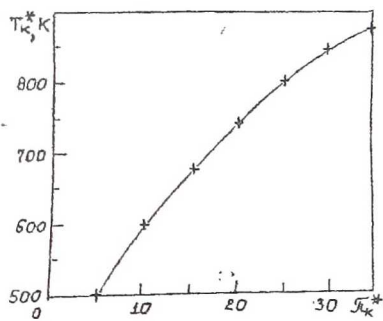


Рис. 2. Взаимосвязь между степенью сжатия воздуха в компрессоре и температурой воздуха на входе в камеру сгорания

При этом π_K^* будет превышать значение 40...50. Для потребителя в общем случае неважно за счёт компрессора или камеры сгорания повышается энтальпия рабочего тела, однако соотношение температур на выходе из этих узлов имеет оптимальное значение и существенным образом влияет на общий КПД двигателя.

4. Приведенная скорость воздуха на входе в камеру сгорания. $\lambda_K < 0,15...0,25$ - для малоразмерных ГТД. $\lambda_K = 0,28...0,33$ - сложившийся уровень для авиационных ГТД гражданского назначения. $\lambda_K > 0,3...0,4$ имеет место в камерах сгорания ГТД военного назначения и авиадвигателях первых поколений. При заданной площади на входе в камеру сгорания F_K , а также известных G_B , P_K^* , T_K^* находится газодинамическая функция расхода $q(\lambda_K) = (G_B \cdot \sqrt{T_K^*}) / (0,0404 \cdot P_K^* \cdot F_K)$, а по ней и само значение λ_K [3].

5. Коэффициент сохранения давления торможения. $\sigma_r^* = P_r^* / P_K^* = 0,95$ - среднее значение для большинства ГТД и ГТУ. $\sigma_r^* \approx 0,97$ встречается применительно к некоторым камерам сгорания стационарных ГТУ. $\sigma_r^* \approx 0,90$ было характерным значением для двигателей первых поколений, а также имеет место в камерах сгорания некоторых "скоростных" двигателей военного назначения.

При построения характеристики камеры сгорания по аналогии с турбиной и реактивным соплом вместо коэффициента сохранения давления торможения σ_r^* удобнее пользоваться обратной величиной

$$\pi_r^* = 1 / \sigma_r^* = P_K^* / P_r^*, \quad (1)$$

называемой степенью расширения газа в камере сгорания. Удобство заключается в том, что с увеличением π_r^* увеличивается расход рабочего тела и его ускорение λ_2 / λ_K . Соотношения между характерными значениями σ_r^* , π_r^* и потерями давления торможения $\delta_r^* = (1 - \sigma_r^*) \cdot 100\%$ приведены в таблице 1.

Таблица 1

σ_r^*	0,970	0,950	0,930	0,900
π_r^*	1,031	1,053	1,075	1,111
δ_r^* , %	3	5	7	10

Потери давления торможения в камере сгорания являются одной из важнейших величин, характеризующих работу камеры сгорания и двигателя в

целом, так как её увеличение приводит к увеличению удельного расхода топлива. Однако снижение δ_r^* имеет свой предел, ниже которого практически невозможно организовать качественное перемешивание топлива с воздухом и

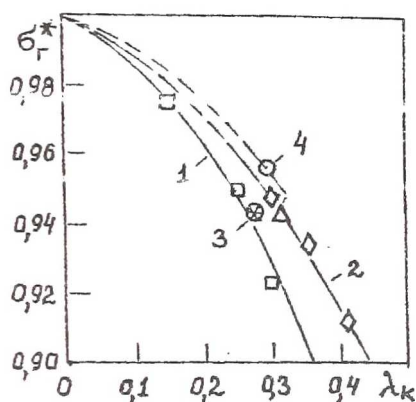


Рис. 3. Потери давления торможения в камерах сгорания авиационного типа (газодинамический КПД камеры сгорания):

- 1-камера сгорания МГТД;
2-отсек камеры сгорания "НК";
3-ПС-90А; 4- CF6-50

как следствие обеспечить полное выгорание топлива с низким содержанием токсичных оксида углерода (СО), несгоревших углеводородов (СН), канцерогенного бенз(а)пирена (БП) в выхлопных газах. Коэффициент потерь давления торможения в камере сгорания σ_r^* имеет физический смысл газодинамического КПД камеры сгорания (см. рис. 3).

7. Род и свойства топлива. Применительно к ГТД и ГТУ наибольшее распространение получили авиакеросин, природный газ, дизельное топливо. Обсуждается вопрос о применении

жидкого водорода, сжиженного природного газа, мазута, каменноугольной пыли. В расчётах необходимо в первую очередь знать значения теплотворной способности топлива H_u и стехиометрического коэффициента L_o , см. табл. 2.

Таблица 2

Топливо	Авиакеросин	Природный газ	Дизельное топливо
$H_u, \text{Дж/кг} \cdot 10^6$	43,1	47,1	42,8
L_o	14,78		

7. Расход топлива, G_m . Он изменяется в широких пределах. Важно сократить массу расходуемого топлива за полёт на единицу полезной нагрузки.

Коэффициент избытка воздуха в камере сгорания:

$$\alpha_z = G_d / (G_m \cdot L_o)$$

Для современного авиационного ГТД он увеличивается с 2,5...3,0 на взлётном режиме до 6,0...7,0 на режиме малого газа. В этом случае, во избежание срыва пламени, коэффициент избытка воздуха в зоне горения не должен выходить за концентрационные пределы распространения пламени ($\alpha_{зг} \approx 0,5...2,0$); поддерживаться: больше 0,7 для минимизации дымления (SN) и выброса канцерогенных веществ; около 1,0 для минимизации выброса оксида углерода и несгоревших углеводородов, а также обеспечения максимальной теплонпряжённости камеры сгорания; равным 1,2...1,5 - для снижения выбросов оксидов азота. Понятно, что выдержать все условия одновременно не представляется возможным.

Относительная располагаемая тепловая мощность камеры сгорания определяется следующим образом:

$$N_{зк} = (H_u \cdot G_m) / (C_{p,в} \cdot T_K^* \cdot G_в) \quad (2)$$

Здесь $C_{p,в}$ - теплоёмкость воздуха на входе в камеру сгорания.

Из анализа статистических данных следует, что оптимальное значение $N_{зк} \approx 1$ (См. рис. 4). Это означает, что приросты тепловой мощности рабочего тела в камере сгорания и компрессоре сравнимы. Критерий подобия $N_{зк}$ является замыкающим и обобщающим в цепочке показателей, связанных с расходом топлива $G_m \rightarrow \alpha_z \rightarrow N_{зк}$.

8. Осреднённое значение температуры газа на выходе из камеры сгорания (перед сопловым аппаратом первой ступени турбины). Это ключевая величина как для камеры сгорания, так и для двигателя в целом. С увеличением T_r^* растёт КПД двигателя. Для неохлаждаемых турбин обычно $T_r^* \leq 1200$ К. $T_K^* = 1600...1800$ К- в современных ГТД и ГТУ с охлаждаемой воздухом турбиной. Меньшие значения связывают с приемлемым уровнем выброса оксидов азота. Большие- реализуются в авиадвигателях военного назначения, например в ТРДДФ М88-2 французской фирмы SNECMA. Величину T_r^* очень трудно рассчитать с приемлемой точностью, а тем более определить экспериментально во всём диапазоне рабочих и переходных режимов. Основные причины: высокий уровень температуры газа и тепловых потоков, а также большая неравномерность поля температуры.

По аналогии с компрессором степень подогрева газа в камере сгорания определяется следующим отношением:

$$\theta_r^* = T_r^* / T_K^* \quad (3)$$

Для идеальной камеры сгорания оптимальное значение $\theta_r^* \approx 2$. Это объясняется тем, что относительное количество теплоты, подведённое в камере сгорания определяется как $\theta_r^* - 1 = 1$ и совпадает с оптимальным значением $N_{ek} = 1$. На рис. 4 показано соотношение между T_r^* и T_k^* относительно оптимального значения $\theta_r^* = 2$ для зарубежных авиационных ГТД [4] и ГТУ [2]. В обоих случаях наблюдается тенденция снижения θ_r^* до 1,86...1,88 при $T_k^* = 800...850\text{K}$. И только мощные стационарные ГТУ ($W = 70...270\text{МВт}$) планируется оснастить камерами сгорания с $\theta_r^* \approx 2,26$, что должно привести к сложностям в обеспечении высокой полноты сгорания и низких выбросов токсич-

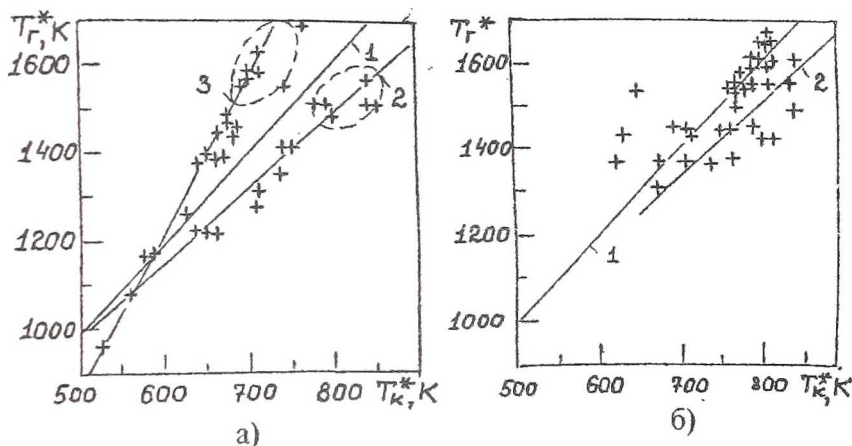


Рис. 4. Взаимосвязь между температурой торможения на выходе из компрессора и камеры сгорания:

а) - иностранные ГТД; б) - стационарные ГТУ;

1- ГТУ $W = 70...270\text{МВт}$, 2- авиационные ГТУ $W = 25...30\text{МВт}$

ных веществ (кроме оксидов азота) в камерах сгорания традиционной схемы. Следует заметить, что аналогичная тенденция наблюдается и применительно к малоразмерным ГТД.

9. Полнота сгорания топлива (тепловой КПД камеры сгорания). Согласно [5]

$$\eta_z = Q_{ek} / N_{ek}, \quad (4)$$

здесь $Q_{ek} = K_M K_c \theta_r^* - 1$ - относительная реализованная энергия в камере сгорания; $K_M = 1 + G_m / G_a$ - коэффициент изменения расхода газа в камере сгорания; $K_c = C_{p,z} / C_{p,k}$ - коэффициент изменения теплоёмкости газа в камере сгорания. Вся область рабочих и переходных режимов любой камеры сгорания

расположена в секторе между двумя лучами (см. рис. 5): $\eta_z = 1$ - идеальная камера сгорания и $\eta_z = 0,75$ - режимы срыва пламени. Внутри сектора расположены: $\eta_z > 0,8$ - режимы запуска; $\eta_z > 0,95 \dots 0,98$ - режимы малого газа; $\eta_z > 0,98 \dots 0,99$ - крейсерские и взлётный режимы.

Рассмотрим два основных варианта использования номограммы, приведенной на рис. 5.

1) Выполненная камера сгорания работает в составе двигателя. По результатам испытаний определяются G_e , T_K^* , G_m , T_F^* . По ним рассчитываются критерии подобия Q_{zk} и N_{zk} , а на их пересечении находится точка с одним значением η_z .

2) Для проектируемой камеры сгорания считаются заданными T_F^* и η_z . При этом компрессор выдаёт параметры G_e и T_K^* . Рассчитывается приближённое значение критерия Q_{zk} (так как неизвестно точное значение G_m). Пересечение Q_{zk} и η_z даёт значение критерия N_{zk} , а по нему находится расход топлива G_m . По известному значению G_m уточняется критерий Q_{zk} и находится новое более точное значение G_m , которое и обеспечивает заданный уровень температуры газа на выходе из камеры сгорания.

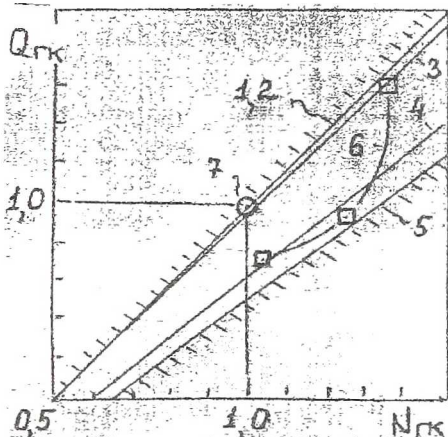


Рис. 5. Номограмма для определения полноты сгорания топлива (тепловой КПД камеры сгорания):

1, 2 - $\eta_z = 1,00 \dots 0,99$; 3 - $\eta_z = 0,98$;
4 - $\eta_z = 0,80$; 5 - $\eta_z = 0,75$

Возможны и другие комбинации результатом которых является поиск, уточнение одной из неизвестных величин, характеризующих работу камеры сгорания.

10. Теплонапряжённость камеры сгорания:

$$Q_{VP} = (G_m H_u \eta_z) / (V_{жс} P_K^*) > 500 \dots 700 \text{ л/с.}$$

При этом время пребывания газа в камере сгорания, рассчитанное по параметрам воздуха на входе:

$$\tau_n = (V_{жс} P_K^*) / (R_g T_K^* G\theta) < 7...10 \text{ мс.}$$

Здесь R_g - газовая постоянная; $V_{жс}$ - объём жаровой трубы. Он изменяется в широких пределах: $V_{жс} = 0,02...0,3 \text{ м}^3$. Выбор объёма (длины жаровой трубы) является определяющим при выполнении требования по $Q_{впр}$.

ТРЕБОВАНИЯ ПО НАДЕЖНОСТИ

11. Ресурс камеры сгорания.

Ориентировочные значения для некоторых типов двигателей и установок можно представить в следующем виде:

до 100.000 часов - ГТУ для РАО Газпром и РАО ЕЭС;

до 10.000 часов - двигатели для гражданской авиации;

до 1000 часов - двигатели для военной (например, истребительной) авиации.

12. Максимально допустимая температура стенки жаровой трубы, например $T_{ст} \leq 1273 \text{ К}$. Это требование связано с ресурсом камеры.

13. Отсутствие заметных отложений кокса и нагара на стенках жаровой трубы, форсунках и горелках. Это требование также связано и с ресурсом камеры сгорания.

14. Надёжность запуска двигателя. Для авиационных ГТД важен высотный запуск до $H > 3...6...11...18 \text{ км}$ в зависимости от назначения двигателя. Существует качественная связь между характеристикой камеры сгорания по запуску и срыву пламени.

15. Надёжный запас по срыву пламени в богатой топливом ($\alpha_z < 1$) и бедной ($\alpha_z > 1$) области работы камеры сгорания. В зависимости от назначения двигателя или его поколения $\alpha_{з.срыва} = 0,5...2...6...9...30$ и более. Следует учитывать, что $\alpha = 0,5...2$ - осреднённые концентрационные пределы горения для большинства применяемых углеводородных топлив, которые совпадают с пределами существования пламени в подавляющем большинстве исследованных вихревых горелок, включая двухконтурные по воздуху. Это утверждение справедливо вблизи $\sigma_r^* = 0,95$.

16. Заданный радиальный профиль температуры газа в выходном сечении камеры сгорания, а также заданная неравномерность температурного поля как в окружном, так и в радиальном направлении:

$$\theta_{\phi h} = \theta_{\phi} + \theta_h = 1,05...1,20.$$

ТРЕБОВАНИЯ ПО ЭКОЛОГИЧНОСТИ

17. Концентрация оксидов азота в продуктах сгорания. Так для ГТУ $C_{NO_x} < 200...150...75...50 \text{ мг/м}^3$. Большие значения относятся к находящимся в эксплуатации, меньшие - к перспективным разработкам.

18. Концентрация оксида углерода. Для некоторых ГТУ $C_{CO} < 300...100...50 \text{ мг/м}^3$

19. Концентрация несгоревших углеводородов. В настоящее время не нормируется для ГТУ.

20. Концентрация канцерогенного бенз(а)пирена. Также не нормируется. Однако существуют жёсткие нормы на его концентрацию в атмосферном воздухе и воздухе рабочей зоны. СГАУ совместно с ЦИАМ разработан проект отраслевого стандарта "по отбору проб отработавшего газа при оценке канцерогенной активности выхлопа авиационных двигателей". Прогнозируется обострение проблемы в связи с массовым использованием конвертированных авиационных двигателей наземного применения в городской черте. Лучшие варианты отечественных ГТД и ГТУ имеют индекс эмиссии бенз(а)пирена на максимальном режиме $EI_{БП} \approx 25 \text{ мкг/кг-топл. [6]}$.

21. Дымление выхлопных газов. Для авиационных ГТД число дымности $SN < 20$ - границы видимого дымления.

22. В последнее время обсуждается вопрос об ограничении валового выброса в атмосферу с продуктами сгорания ГТД и ГТУ углекислого газа. Это связано с предполагаемым влиянием CO_2 на изменение климата на Земле.

Большое число требований, предъявляемых к организации рабочего процесса в камере сгорания, замедляет процесс создания изделия, удовлетворяющего всем им одновременно. Теоретически существует несколько вариантов решения данной задачи. Это представление всех требований в едином поле, называемом условно обобщённой интегральной характеристикой камеры сгорания. Возможна свёртка требований технического задания в несколько критериев (в пределе по одному критерию в каждом блоке). Установление корреляционных связей между отдельными показателями, например полнотой сгорания топлива и содержанием вредных веществ в отработавших газах, также позволяет формально сократить число требований.

В СГАУ разработано несколько вариантов характеристики камеры сго-

рания [5,7,8], включающей в себя изолинии полноты сгорания топлива, коэффициента избытка воздуха, приведенной скорости воздуха на входе, а также линии, ограничивающие поле характеристики, например граница срыва пламени, линия максимального значения температуры газа на выходе из камеры сгорания (см. рис. 6). Получить такую характеристику экспериментальным путём сложно и трудоёмко даже в модельных условиях. В литературе отсутствуют необходимые данные для построения характеристики во всём поле. В лучшем случае возможно нанесение линии рабочих режимов по стандартному взлётно-посадочному циклу или прогноз её расположения из анализа тенденций развития параметров камер сгорания. На рис.7 показано несколько таких линий для ГТД и ГТУ различного назначения от взлётного (максимального) до режима малого газа. Базовыми являются линии 1 и 2, соответственно для экспериментального двигателя Е³ и ПС-90А. Они практически совпадают. Если в перспективном двигателе для гражданской авиации оставить режим малого газа без изменения, повысить степень сжатия в компрессоре до уровня $T_K^* = 1000\text{K}$, повысить T_T^* до 1800K (с целью снижения удельного расхода топлива), то линия рабочих режимов 2 превратится в точку (см. 3 на рис.7). Перспективная ГТУ с параметрами камеры сгорания: $T_K^* = 1000\text{ K}$; $T_T^* = 1600\text{ K}$ (последнее значение связано с обеспечением низких вы-

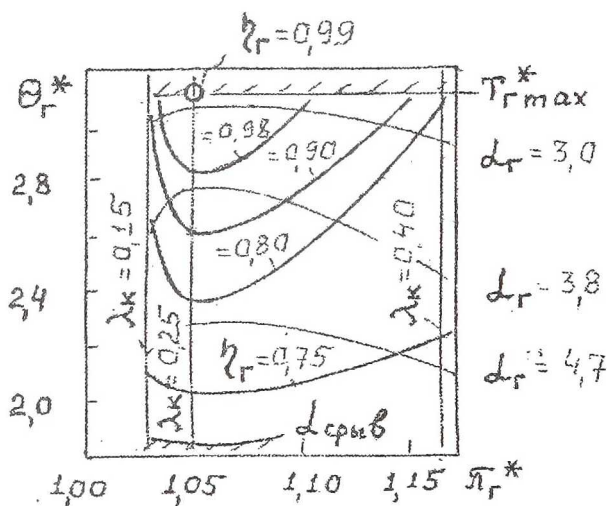


Рис. 6. Характеристика камеры сгорания малоразмерного ГТД при испытании в стендовых условиях:
 $P_K^* = 0,1\text{ МПа}$; $T_K^* = 425\text{ K}$

бросов оксидов азота) имеет “перевернутую” на 180 градусов линию рабочих режимов 4. Другими словами степень подогрева газа на максимальном режиме намного меньше, чем на режиме малого газа.

Камера сгорания современного малоразмерного ГТД авиационного типа имеет более протяжённую линию рабочих режимов 5. Это связано с высокой степенью подогрева газа в камере сгорания на взлётном режиме, которая в пределе для неохлаждаемых турбин с $T_r^* = 1200\text{K}$ и “плохим” компрессором с $T_k^* = 500\text{K}$ может повыситься до $\theta_r^* = 2,4$.

Ещё более протяжённую линию 6 может иметь камера сгорания перспективного ГТД военного назначения (например истребителя). Из-за нежелания делать тяжёлым компрессор допустим, что назначается $T_k^* = 700\text{K}$, а T_r^* сохраняется на очень высоком уровне, равным 1800K.

Опираясь на рис. 6, трудно прогнозировать высокое значение полноты сгорания топлива и низкий уровень дымления выхлопных газов (актуально для военных самолётов) во всём диапазоне рабочих режимов в камере сгорания традиционной схемы. Свою нишу в поле характеристики заняли камеры сгорания малоразмерных автомобильных ГТД. Она характеризуется низкой степенью подогрева газа во всём диапазоне работы и большей протяжённостью линии для автоГТД с регенерацией теплоты (необходимо сравнить линии 8 и 9 на рис.7). Смещение линий рабочих режимов влево и

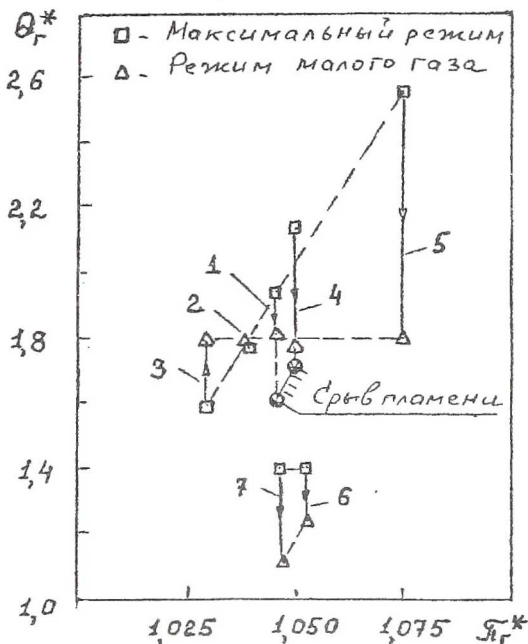


Рис. 7. Линии рабочих режимов камер сгорания ГТД и ГТУ различного назначения:

- 1 - ГТД Е³; 2 - Перспектив. ГВФ;
- 3 - Перспектив. ГТУ; 4 - Авиационный малоразмерный ГТД;
- 5 - Перспектив. ВВС; 6 - Авто ГТД ГАЗ-99;
- 7 - Авто ГТД с регенерацией теплоты ГТ-309

вправо относительно вертикали $\pi_j^* = 1,05$ (потери давления торможения в большинстве выполненных камер сгорания составляют 5 %) означает, что теоретически целесообразно конструирование камеры сгорания для ГТУ и автомобильного ГТД с гидравлическими потерями около 3 %, а камеры сгорания военного ГТД - с 7,5...10 %.

В заключении следует заметить, что обобщённое представление результатов работы камеры сгорания ГТД и ГТУ позволяет наглядно демонстрировать особенности её работы в составе двигателя или установки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Холщевников К.В., Емин О.Н., Митрохин В.Т. Теория и расчёт авиационных лопаточных машин: Учебник. - М.: Машиностроение, 1986. - 432 с.
2. Ольховский Г.Г. Газотурбинные и парогазовые установки в России и за рубежом // Теплоэнергетика, 1999, №1. - С. 2...9, 71...80.
3. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика: Учебник. - М.: Наука, 1976. - 888 с.
4. Лукачёв В.П., Данильченко В.П., Резник В.Е. Выбор параметров и инженерные основы проектирования систем охлаждения элементов турбин авиационных ГТД: Учебное пособие. - Куйбышев: КуАИ, 1983. - 120 с.
5. Ковылов Ю.Л., Лукачёв С.В., Цыганов А.М. Элементы методологии проектирования и теории камер сгорания ГТД, ГТУ // Вестник СГАУ. -Серия: Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. - Самара: СГАУ, 1998, Вып. 1.-С.165-189.
6. Лукачёв С.В. Исследование закономерностей образования и выброса бенз(а)пирена при сжигании углеводородных топлив в камерах сгорания авиационных ГТД / Изв. вузов: Авиатехника, 1993, № 2. - С.75-78.
7. Обобщённая характеристика камеры сгорания газотурбинного двигателя / Ковылов Ю.Л., Крашенинников С.В., Лукачёв С.В., Цыганов А.М. // Теплоэнергетика, 1999, №1. - С.32-37.
8. Цыганов А.М. К разработке физико-математической модели камеры сгорания газотурбинного двигателя // Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе. Самара: СГАУ, 1997. - С. 361-366.